

STATIONÄRE UND INSTATIONÄRE UNTERSUCHUNGEN AN EINEM ELASTISCHEN FLÜGELMODELL MIT WINGLET IM KRYOGENEN WINDKANAL IM RAHMEN DES ASDMAD-PROJEKTES

A. Dafnis, C. Buxel, J. Kengmogne, S. Büsing, H.-G. Reimerdes

Institut für Leichtbau, RWTH Aachen

M. Behr, B.-H. Chen, L. Reimer, A. Boucke

Lehrstuhl für Computergestützte Analyse Technischer Systeme (CATS), RWTH Aachen

K.-H. Brakhage

Institut für Geometrie und praktische Mathematik, RWTH Aachen

H. Olivier

Stoßwellenlabor, RWTH Aachen

M. Kordt, F. Theurich, A. Büscher, J. Brink-Spalink, J. Ballmann

Airbus Operations GmbH

Zusammenfassung

In Ergänzung des SFB 401 „Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln“ wurde im HIRENASD („**H**igh **R**eynolds Number **A**ero-**S**tructural **D**ynamics“) Einzelforschungsprojekt ein elastisches Flügelmodell unter kryogener Anströmung auf Strömungs-Struktur-Wechselwirkungen untersucht. Dieses Flügelmodell wurde jetzt im ASDMAD („**A**ero-**S**tructural **D**ynamics **M**ethods for **A**irplane **D**esign“) Transferprojekt, einer Kooperation zwischen DFG (Deutsche Forschungsgemeinschaft), RWTH Aachen und Airbus Operations GmbH durch Winglets modifiziert. Als Ersatz für den planaren Randbogen wurden zwei unterschiedliche Wingletkonfigurationen, eines ohne und eines mit aktiver Steuerfläche, entwickelt. Die Ziele des Projektes umfassen die Untersuchung sowohl stationärer als auch instationärer, aeroelastischer Phänomene, die Erweiterung der Methoden zur Direktsimulation von aerostrukturdynamischen Vorgängen um bewegliche Steuerflächen sowie die Entwicklung und Erprobung neuer Versuchsmethoden und Messtechniken für kryogene Windkanäle. Dieser Beitrag gibt einen Überblick über das Transferprojekt und zeigt die wesentlichen Entwicklungsschritte sowie erste Ergebnisse der Windkanalversuchskampagne mit dem Winglet ohne Steuerfläche.

1. EINLEITUNG

Bei den Bestrebungen, immer effizientere Transport- und Passagierflugzeuge zu entwickeln, stellen fundierte Kenntnisse über stationäre und instationäre Strömungsphänomene unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung eine wichtige Grundlage dar.

Das Transferprojekt ASDMAD („**A**ero-**S**tructural **D**ynamics **M**ethods for **A**irplane **D**esign“) wird von der RWTH Aachen und dem Industriepartner Airbus Operations GmbH durchgeführt. Der Anteil der RWTH Aachen wird durch die DFG gefördert. Das Projekt schließt an das im Rahmen des SFB 401 „Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln“ durchgeführte Forschungsprojekt HIRENASD („**H**igh **R**eynolds Number **A**ero-**S**tructural **D**ynamics“) an [5]. Im HIRENASD-Forschungsprojekt wurde ein flexibles, aktiv angeregtes generisches Flügelmodell bei hohen Reynolds- und Machzahlen getestet. Dieses wurde von der RWTH Aachen entwickelt, dimensioniert und gefertigt.

Mit dem elastischen Halbmodell wurden aerostrukturdynamische Untersuchungen unter für Großflugzeuge realen Anströmbedingungen vorgenommen, die im Modellmaßstab kryogene Windkanalbedingungen mit erhöhtem

Druck erfordern. Hierzu wurden sowohl stationäre, als auch instationäre Versuche durchgeführt, wobei instationäre Phänomene durch eine Zwangsanregung des Flügelmodells induziert wurden.

Für das ASDMAD-Transferprojekt wurde die Flügel spitze von dem vorhandenen Randbogen in einem ersten Schritt auf ein Winglet ohne Steuerfläche umgerüstet. In einem zweiten Schritt wird ein Winglet mit beweglicher Steuerfläche (**ACS** – Aerodynamic Control Surface) folgen. Zielsetzung ist neben der Erprobung und Umsetzung neuer Versuchs- bzw. Messtechniken bei kryogenen Bedingungen die Beobachtung und Erfassung aerostrukturmechanischer Wechselwirkungen bei realistischen Flug-Reynoldszahlen und -Machzahlen, wobei das Hauptaugenmerk auf den instationären Prozessen liegt. Des Weiteren soll eine umfangreiche Datenbasis zur Validierung aerostrukturmechanischer Berechnungscodes geschaffen werden. Dies soll zu einer Verbesserung der Methoden für den aeroelastischen Flugzeugentwurf führen.

2. VERSUCHSTRÄGER UND ENTWICKLUNG

2.1. Ursprünge im HIRENASD-Projekt

Der SFB 401 stellt das elastische Flügelmodell für das

Transferprojekt zur Verfügung, das im HIRENASD-Projekt entworfen, aeroelastisch ausgelegt, konstruiert, gefertigt und ausführlich statisch und dynamisch vermessen wurde ([1],[2],[3],[4]). Die Konfiguration mit der die Versuche durchgeführt wurden ist in BILD 1 dargestellt. Das Flügelmodell besitzt die im SFB 401 definierte Referenzgeometrie. Der Grundriß ist typisch für große, transsonische Transportflugzeuge und weist im unverformten Zustand keine V-Stellung oder Verwindung auf. Die Vorderkantenpfeilung beträgt 34° . Drei unterschiedliche Hinterkantenpfeilungswinkel teilen den Flügel in drei Segmente. In den beiden äußersten Segmenten sind die Querschnitte des Flügelmodells durch das, gemäß der veränderlichen Flügeltiefe, linear skalierte superkritische Referenzprofil des SFB 401 (BAC 3-11/RES/30/21, Profildicke 11%) ohne aerodynamische oder geometrische Schränkung definiert. Im Wurzelquerschnitt ist das Profil zur Aufnahme der Wurzelbiegemomente nach unten aufgedickt, wobei die Dickenverteilung von 11% im Außenbereich des inneren Segmentes linear auf 15% im Wurzelquerschnitt zunimmt.

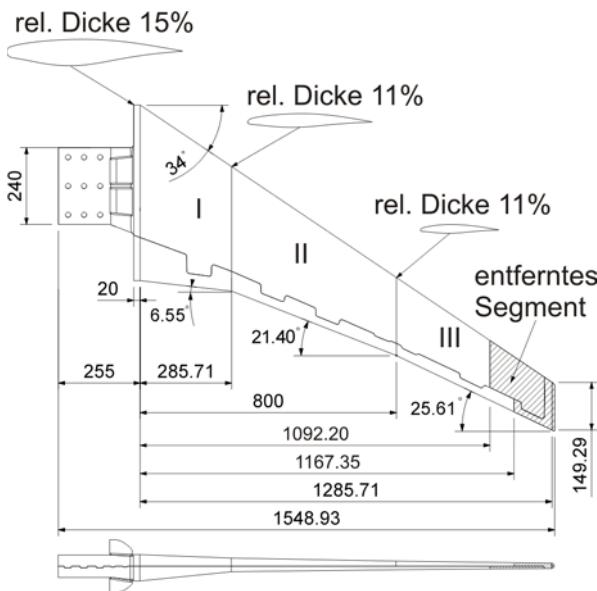


BILD 1. Grundriss des HIRENASD Flügelmodells in dem das entfernte Segment gekennzeichnet ist.

Die mechanische Auslegung des Flügelmodells verbindet die Festigkeit gegenüber den auftretenden Auftriebslasten mit einer Elastizität, die zu gut messbaren Verformungen bei Anströmung führt. Das dynamische Verhalten sollte durch möglichst niedrige, klar getrennte Eigenfrequenzen gekennzeichnet sein. Um die aufwendige Messtechnik installieren zu können, war es notwendig den Flügel zweiteilig auszuführen [5].

Der gesamte Versuchsaufbau wird, wie in BILD 9 skizziert, am ETW Half Model Cart eingebaut. Die Hauptkomponenten des Versuchsaufbaus sind die mit dem Drehsteller verbundene 6-Komponenten-Piezowaage, der Einspannflansch, der auch den Wurzelanregungsmechanismus enthält und schließlich das Flügelmodell. Der Rumpf hat keine mechanische Verbindung zum Flügel, er trennt nur die Einflüsse der Grenzschicht an der oberen Windkanalwand vom Flügelmodell. Eine Labyrinthdichtung verhindert, dass kaltes Gas in die geheizte „heated enclosure“ eindringt. Die Trennlinie zwischen kryogenen

Temperaturen und der Raumtemperatur in der „heated enclosure“ liegt im Bereich des Einspannflansches.

2.2. Das ASDMAD-Transferprojekt

Das Transferprojekt 01 wird gemeinsam von der RWTH Aachen, gefördert durch die DFG, und Airbus Operations GmbH als gleichberechtigte Partner bearbeitet. Wesentliches Ziel des Projektes ist es, die im SFB 401 und dem dazugehörigen HIRENASD-Projekt erarbeiteten numerischen und experimentellen Methoden der Aerostukturtdynamik in Entwurfsmethoden für den Bau großer Verkehrsflugzeuge umzusetzen. Dies umfasst das Gewinnen neuer Erkenntnisse über aerodynamische und aerostrukturtdynamische Phänomene bei realen Flug-Reynoldszahlen, die Validierung und Erweiterung des Softwarepaketes zur Direktsimulation mit Hilfe der gewonnenen Datenbasis und die Erprobung neuer Versuchstechniken unter kryogenen Bedingungen. Das Softwarepaket zur Direktsimulation wurde für die Auslegung des Winglets mit ACS um die notwendigen Komponenten zur Simulation von beweglichen Steuerflächen erweitert. Diese Komponenten können im Anschluss an die zweite Versuchskampagne validiert werden.

Der im HIRENASD-Projekt verwendete Versuchsaufbau wurde beibehalten, aber in einigen Punkten entsprechend der gewonnenen Erfahrungen modifiziert und verbessert (siehe Kapitel 4 und 5). Die charakteristische Änderung ist, dass der Flügel mit seinem definierten Randbogen gekürzt (siehe BILD 1) und das Flügelmodell dann alternativ durch eines von zwei unterschiedlichen Winglets wieder auf seine ursprüngliche Spannweite ergänzt wird. Die Winglets wurden beide so ausgelegt, dass die statische Festigkeit des Flügels nicht signifikant beeinflusst wird, um die Belastungswerte in der Versuchsenveloppe nicht einzuschränken und diesbezüglich eine mit den HIRENASD-Versuchen vergleichbare Datenbasis zu erhalten. In der Zielsetzung der aerodynamischen Auslegung unterscheiden sich beide Winglets deutlich.

Das als Flügelendform gewählte Winglet ohne Steuerfläche wurde so dimensioniert, dass sich die gleiche projektierte Halbspannweite wie beim planaren HIRENASD-Vergleichsflügel [1] einstellt. Basierend auf dem vorgegebenen Anschlusschnitt des gekürzten planaren HIRENASD-Flügelmodells [1] ergibt sich eine spannweite Erstreckung des Winglets von 110mm bei einer Bauhöhe von 150mm für das Winglet ohne Steuerfläche. Im Entwurf wurde eine Zuspitzung von 0.4 gewählt. Die V-Stellung des äußeren, nichtplanaren Bereichs der Endform beträgt 77° bei einer Pfeilung der I/4-Linie von 45° .

Die Profilierung des gesamten Winglets basiert auf dem Profil BAC 3-11 im Anschlusschnitt. Entlang der Spannweite wurde die Wölbung der einzelnen Profile entsprechend der lokal vorliegenden Strömung im Auslegebereich modifiziert. Die relative Profildicke der Flügelendform variiert zwischen 10.5% und 11.0%.

Für die aerodynamische Auslegung wurde der mittlere Anstellwinkelbereich der späteren Messungen bei $Ma=0.8/0.83$ definiert. Dabei wurde das Verhalten des Basisflügels bei höheren Strömungsgeschwindigkeiten berücksichtigt. Die aerodynamische Wingletauslegung zielt im vorliegenden Fall nicht auf die sonst gewünschte

Widerstandsreduktion gegenüber einer planaren Referenzgeometrie. Entsprechend dem Versuchsaufbau wurde stattdessen eine möglichst große Verformung des Tragflügels während der Windkanalmessung angestrebt, wobei jedoch der Wellenwiderstand reduziert und stoßinduzierte Strömungsablösungen auf dem Winglet hin zu hohen Anstellwinkeln und Machzahlen verschoben werden sollten. Ein weiterer limitierender Faktor war die Festigkeit des Tragflügelmodells. Entsprechend ist eine aerodynamisch moderat belastete Flügelendform mit relativ großer Bauhöhe entstanden.

Der Entwurf wurde mittels gekoppelter CFD-CSM Rechnungen durchgeführt. Dazu wurde das von der RWTH Aachen entwickelte Aeroelastic Coupling Module (ACM) verwendet [8]. Die Aufgabe der numerischen Strömungssimulation übernahm der DLR Strömungslöser TAU [10].

Durch die veränderte Massen- und Steifigkeitsverteilung des elastischen Flügelmodells ändern sich die Eigenfrequenzen. Diese Änderungen wurden im Vorfeld mittels FE-Analyse ermittelt. Das Rechenmodell wurde vorher mit den Ergebnissen der HIRENASD Versuche überprüft und validiert (siehe Kapitel 6.1.2).

2.3. Versuchspараметer im Windkanal

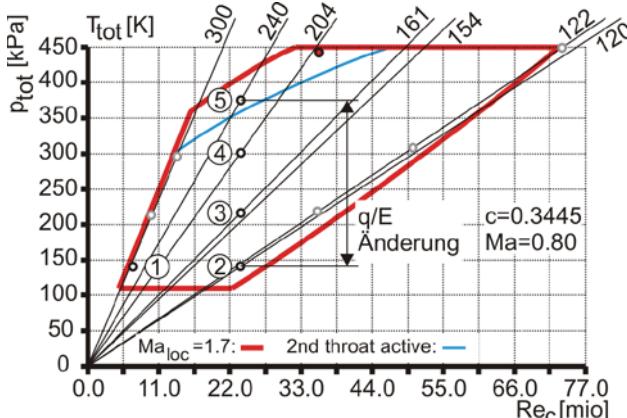


BILD 2. Versuchsenveloppe ASDMAD /wo ACS

Die Windkanalversuche fanden Anfang 2010 im European Transonic Windtunnel (ETW) in Köln statt. Das BILD 2 zeigt die dazugehörige Versuchsenveloppe für die Machzahl $Ma=0.80$. Insgesamt wurden bei 4 Machzahlen ($Ma=0.80, 0.83, 0.85$ und 0.88) und dazu je 5 Kanalkonditionen getestet. Die Versuchsreihe 1 fand als Einführung bei Raumtemperatur und nur leicht erhöhtem Druck statt, so dass eine Reynoldszahl von 7 Mio. erreicht wurde, bei der die Strömung noch nicht vollturbulent ist. Transition wurde nicht künstlich herbeigeführt, sodass die Strömung teilweise laminar ist.

In den weiteren Versuchsreihen (2-5) wurde dann die Fähigkeit des ETW ausgenutzt bei erhöhter Reynoldszahl, für die vollturbulente Strömung auf dem Modell vorliegt, die Belastung zu variieren. Die Belastung des Flügelmodells wird durch die dimensionslose Kennzahl dynamischer Druck zu E-Modul (q/E) ausgedrückt. Im Vergleich zu den HIRENASD-Versuchen, die durch kleine graue Kreissymbole markierten Konditionen in BILD 2, wurden nur Reynoldszahlen von 23,5 Mio. bei Machzahlen zwischen 0,80 und 0,88 untersucht.

3. STRUKTURMECHANISCHE DIMENSIONIERUNG DER SCHNITTSTELLE

Für die Festigkeitsanalyse bzw. den Festigkeitsnachweis der Schnittstelle wurden Finite Elemente Berechnungen durchgeführt. Drei wichtige Aspekte sollten dabei berücksichtigt werden. Zum einen sollten die numerischen Berechnungen als Entscheidungshilfe für die Wahl einer geeigneten Konfiguration dienen. Ferner sollten mittels der FE-Analyse die kritischen Punkte identifiziert und durch indirekte Maßnahmen (zum Beispiel Reduktion des Anstellwinkelbereichs und damit der Begrenzung der Lastspannweite) isoliert werden. Schließlich sollte für die Schraubverbindung des Wingletanschlusses, unter Berücksichtigung der Umgebungsbedingungen im Windkanal, die Festigkeit nachgewiesen werden.

Die Anbringung des jeweiligen Winglets an das gekürzte HIRENASD-Flügelmodell erfolgt durch Verschrauben bei ca. 85% bis 91% der Halbspannweite über die Schnittstelle mit dem Flügel. Im Vergleich zu dem planaren HIRENASD-Flügelmodell erhöhte sich die Querkraft um ca. 6% und das Biegemoment um ca. 8%. Die dimensionierenden Lasten wurden mittels numerischer aeroelastischen Verfahren mit folgendem Betriebspunkt ermittelt:

Machzahl:	0.8
Reynoldszahl:	23.5 Mio:
Dynamischer Druck:	110.7 kPa
Anstellwinkel:	2°

TAB 1. Betriebspunkt für die statische Auslegung

Zusätzlich wurde in dem aerodynamischen Modell für das Winglet mit ACS ein Winglet-Klappenausschlag von $+5^\circ$ (positiv bedeutet nach innen) berücksichtigt. Die Schnittstelle wurde für die globale Lastverteilung lokal mittels FE-Analyse untersucht. Dabei wurden Spannungsüberhöhungen im Bereich der Bohrung und der Kerbstelle berücksichtigt

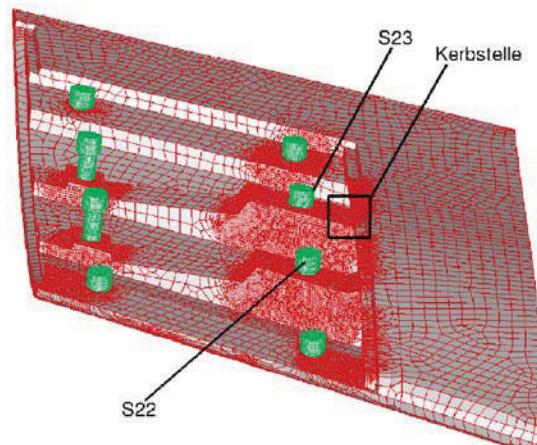


BILD 3. Vernetzung der Schnittstelle mit Hexaedern

Wie im BILD 3 dargestellt erfolgt die Verbindung der Schnittstelle über in Reihen angeordnete Senkkopf-

schrauben. Diese Schrauben wurden ebenfalls für die dimensionierende Betriebslast ausgelegt und auf Festigkeit geprüft.

4. MESSTECHNISCHER AUFWAND UND MESSWERTERFASSUNG

Das Flügelmodell ist umfangreich mit Sensoren bestückt, mit Hilfe derer die Drücke auf der Flügeloberfläche sowie Dehnungen, Beschleunigungen und Temperaturen im Flügel erfasst werden. Die Messwerte werden auf einen Messrechner geführt, wobei einzelne Kanäle während des laufenden Versuches überwacht werden können. Eine eigens für die Versuche entwickelte Versuchsablaufsteuerung (VAS) übernimmt die Kommunikation mit dem Windkanalsystem sowie die Ansteuerung der Flügelanregung und des optischen Verformungsmesssystems.

4.1. Integrierte Sensoren

Die bestehende Sensorausstattung des Flügels aus dem HIRENASD-Forschungsprojekt wurde optimiert und erweitert (siehe BILD 4). Insgesamt stehen 204 Drucksensoren zur Verfügung, die im Flügel entlang von Schnitten sowie im Winglet und im Rumpf angeordnet sind. Des Weiteren sind 29 Beschleunigungsaufnehmer und 28 Dehnmessstreifen (DMS) im Flügel appliziert, deren Positionen basierend auf den Erkenntnissen aus dem HIRENASD-Projekt sowie den im Vorfeld durchgeführten FE-Analysen teilweise neu festgelegt wurden. 21 im Flügelmodell angebrachte Temperatursensoren ermöglichen die Überwachung der Temperatur des Flügels bei Änderungen der Konditionen im Windkanal.

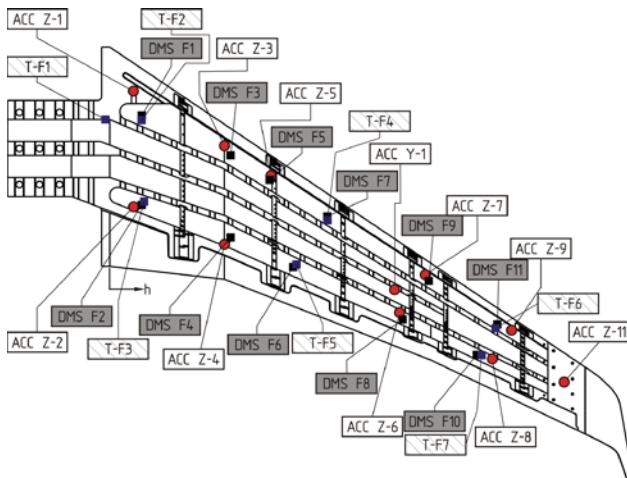


BILD 4. Übersicht der eingesetzten Temperatur- und Beschleunigungssensoren sowie DMS in der Flügelhälfte

Eine piezoelektrische 6-Komponentenwaage, die auch schon im HIRENASD-Forschungsprojekt zum Einsatz kam, ermittelte die Einspannkräfte und -momente des Flügelmodells. Da das dynamische Verhalten des Flügels im Mittelpunkt steht, darf die Waage dieses nicht beeinflussen. Daher war diese speziell in Hinblick darauf entwickelt worden, dass die niedrigste Eigenfrequenz weit oberhalb der untersuchten Eigenfrequenzen des Flügelmodells liegt [4].

4.2. Optisches Verformungsmesssystem

Die Verformungen des Flügelmodells werden optisch mit einer Frequenz von 300Hz erfasst. Das System besteht aus zwei digitalen Hochgeschwindigkeitskameras die in den Seitenwänden des Windkanals in geheizten Gehäusen eingebaut sind. Von den bis zu 48 Markern werden die 3D Koordinaten in Echtzeit bestimmt und für die spätere Auswertung gespeichert. Die Versuchsablaufsteuerung (VAS) verbindet das System mit der Messwerterfassung und synchronisiert diese. Die gewonnenen Daten werden zur Bestimmung der Eigenformen und der globalen Verformung des Flügels verwendet.

4.3. Messwerterfassung

Das im HIRENASD-Projekt verwendete Messwerterfassungssystem hatte wegen seiner begrenzten Aufnahmefähigkeit die Gesamteffizienz der Versuchsdurchführung ungünstig beeinflusst, weil nach jedem Versuch eine Speicherzeit von ca. 5 min. für die Sicherung der Daten notwendig war. Um den Verbrauch an flüssigem Stickstoff außerhalb der eigentlichen Versuche so gering wie möglich zu halten, war gefordert, dass die Messdaten sämtlicher 304 Kanäle während der Messung mit einer Samplingrate von 20 kHz auf den Messrechner geführt werden. So können die Versuche direkt aufeinander folgen, und es wird keine zusätzliche Wartezeit für die Sicherung der Messdaten benötigt.

Die jetzt verwendete Messwerterfassungsanlage besteht aus zwei Modulen mit insgesamt 25 Datenerfassungskarten mit je 16 Kanälen. Die Daten werden per PXI-Express-Bus auf den Messrechner übertragen und dort auf einem RAID-System gespeichert. Neben der Speicherung der Messwerte werden die Daten ausgewählter Kanäle gefiltert, auf eine Samplingrate von 2 kHz reduziert und über Netzwerk anderen Rechnern zur Verfügung gestellt. Dort können diese Daten zur Überwachung dargestellt und erste Auswertungen vorgenommen werden.

4.4. Versuchsablaufsteuerung

Um die Laufzeit des Windkanals so effektiv wie möglich zu nutzen, wurde eine automatisierte Versuchsablaufsteuerung (VAS) entwickelt, die mit dem Windkanalsystem des ETW kommuniziert. Sobald das ETW-System signalisiert, dass die vorgegebenen Parameter Machzahl, Temperatur und Druck im Kanal erreicht sind, startet die VAS automatisch den zum aktuellen Versuch gehörenden Ablauf. Je nach Versuchstyp wird das Verformungsmesssystem getriggert und ggf. die Flügelanregung ansteuert. Am Ende des Ablaufs signalisiert die VAS dem ETW-System dass der aktuelle Versuch beendet und die VAS bereit für den nächsten Versuch ist. Auf diese Art und Weise können beliebig viele Versuche automatisiert nacheinander abgearbeitet werden. Neben der Steuerung des Versuchsablaufes übernimmt die VAS auch die Überwachung der piezoelektrischen 6-KomponentenWaage.

5. INTEGRIERTE WURZELANREGUNG

Für die Untersuchung von aerostrukturodynamischen Phänomenen wurde die aus dem HIRENASD-Projekt bekannte Zwangsanregung in der Flügelwurzel erneut ver-

wendet. Das BILD 10 zeigt den Anregungsmechanismus im Detail. Die vier Piezoelemente erzeugen durch gegenphasige Ausschläge ein inneres Biegemoment im Einspannbereich des Modells an der Flügelwurzel. Durch Anpassung der Erregerfrequenzen können, weil das Modell keine Symmetrie besitzt, selektiv unterschiedliche Eigenformen, einschließlich der torsionsdominierten, angeregt werden [4].

Da die Piezoelemente prinzipiell nur Druckkräfte erzeugen können, wurden sie mit Hilfe von Federn auf die Hälfte ihrer maximal erzeugten Kraft vorgespannt. Im Gegensatz zu den HIRENASD-Versuchen wurden statt Tellerfedern sogenannte Schraubentellerfedern eingesetzt. Für eine quasi konstante Vorspannung der Piezos müssen die Federn große Kräfte mit geringen Federsteifigkeiten verbinden. Die Schraubentellerfedern leisten dies bei, im Vergleich zu Tellerfedern, noch geringer Federsteifigkeit. Dies führt zu einer gesteigerten Leistung des Anregungsmechanismus, da die Piezoelemente kaum Kraft durch Stauchung der Federn verlieren.

Die Piezoelemente werden im Betrieb von vier Leistungsverstärkern mit 500V vorgespannt. Die Anregung erfolgt dann über eine sinusförmige Modulation mit einer Amplitude von $\pm 500V \approx 100\%$.

Jeder der Stößel ist mit einer kraftkalibrierten, temperaturkompensierten DMS-Vollbrücke ausgestattet um die tatsächlichen Anregungskräfte messen zu können. Da diese schon im kryogenen Bereich des Versuchsaufbaus liegen, wurde der Temperatureinfluss bei der Kalibrierung berücksichtigt.

6. MODELQUALIFIKATION UND VORLÄUFIGE VERSUCHSERGEBNISSE

6.1. Strukturmechanische Modellqualifikation

Während der Vorbereitungen der Windkanalversuche wurde das Flügelmodell zwei Laborversuchen unterzogen. Die Versuche fanden statt, nachdem das Flügelmodell am Model Cart montiert war, so dass die gleichen Randbedingungen hinsichtlich der Elastizität der Einspannung wie im Windkanal herrschten.

Bei den Laborversuchen handelte es sich um eine dynamische Qualifikation zur Bestimmung der Eigenfrequenzen (siehe Kapitel 6.1.2) und eine statische Qualifikation zur Bestimmung der Verformung unter bekannten Lasten (siehe Kapitel 6.1.1).

6.1.1. Statische Modelqualifikation

In Ergänzung der optischen Deformationsmessung wurden statische Belastungstest mit dem Flügelmodell durchgeführt. Der Flügel wurde mit Hilfe einer Hydraulik an jeweils einem von vier Punkten nahe der Schnittstelle mit drei Lastniveaus belastet. Die dabei auftretende Verformung wurde simultan mit dem Verformungsmesssystem und den DMS gemessen. Die so ermittelten Werte befinden sich derzeit noch in der Auswertung. Das Ziel der Auswertung ist, die gemessenen Dehnungen zu Aussagen über die Verformungswege heranzuziehen, da von dem optischen Verformungsmesssystem mit einer Abtastrate von 300Hz Frequenzen oberhalb von 75 Hz (2. Bie-

gung) nur noch unzureichend aufgelöst werden können. Die Signale der DMS können diese Lücke schließen, mit dem Nachteil, dass keine direkte Verschiebungsmessung mehr stattfindet.

6.1.2. Dynamische Modelqualifikation

Im Vorfeld der Windkanalversuche wurden die Eigenfrequenzen des Flügelmodells rechnerisch (siehe BILD 11) und experimentell ermittelt. Die Qualifikation war im Vergleich zum HIRENASD-Modell [3] weniger aufwändig, aber es wurden die dort ermittelten Einflüsse der Aufhängung und die Steifigkeitskopplungen mit dem Windkanal berücksichtigt. Die Versuche fanden am Model Cart statt und verwendeten die Impulshammermethode, Gleitsinus- anregungen und Anregungen mit konstanter Frequenz mit Hilfe des Anregungsmechanismus. Die Ergebnisse werden in TAB 2 den rechnerischen Ergebnissen gegenübergestellt.

T= 293K p=1bar v=0 m/s	Simulation ASDMAD /wo ACS	Messung ASDMAD /wo ACS
1. Biegung	23,7 Hz	22,9 Hz
2. Biegung	75,1 Hz	69,3 Hz
1. Torsion	278,8 Hz	267,0 Hz

TAB 2. Vergleich der Eigenfrequenzen aus Simulation und Messung

Die Ergebnisse der Vorausberechnungen und der Messungen stimmen sehr gut überein. Auch die auftretenden Moden wurden korrekt vorhergesagt. Durch die, im Vergleich zum Flügelmodell ohne Winglet, verschobene Masse an der Flügelspitze wurde der erste Torsionsmode gedämpft und ist verglichen mit den HIRENASD Konfiguration schwächer ausgeprägt.

Während der Untersuchungen, die sowohl numerisch als auch experimentell erfolgten, konnte eine im HIRENASD-Fall nicht aufgetretene Eigenform zwischen der 2. Biegung und 1. Torsion identifiziert werden. Dieser Mode ist durch eine Verformungsbewegung des Winglets um seine lokale Hochachse gekennzeichnet und wesentlich schwächer gedämpft als der Torsion-Mode des gesamten Flügels. Dieser lokale Winglet-Torsions Mode ist in BILD 12 dargestellt. In der Simulation wird eine Frequenz von 213,6 Hz ermittelt. Die Messung bei den Versuchen zeigte eine Eigenform bei ca. 200Hz, die aber aufgrund fehlender Beschleunigungssensoren im Winglet nicht eindeutig der gezeigten Eigenform zugeordnet werden konnte. In den Windkanalversuchen mit Schwingungsanregung mit ca. 200 Hz wurde die lokale Sonderbewegung des Winglets durch die von den Drucksensoren im Winglet allein registrierten verstärkten Signale mindestens aneutungsweise bestätigt.

6.2. Aerodynamische Messungen

Erste Ergebnisse der aerodynamischen Auswertung der ASDMAD-1-Versuche sind in BILD 5 und in BILD 6 Ergebnissen aus den HIRENASD-Versuchen mit dem reinen Flügel bei jeweils gleicher Windkanalkondition $Ma=0.80$, $Re=23.5 \cdot 10^6$ und $q/E=0.34 \cdot 10^{-6}$ für einen Druckschnitt

einander gegenübergestellt. Dargestellt sind jeweils die Ergebnisse für den Druckschnitt 4, der bei 59% der Spannweite beider Modellvarianten liegt. BILD 5 zeigt die Entwicklung der Druckverteilung im Schnitt 4 während des Durchfahrens der stationären Polare für den reinen Flügel (rot) für die Anstellwinkel $\alpha = -1^\circ$ (vordere Kurve), 1.2° , 2.4° , 3.7° und 4.4° sowie für den modifizierten Flügel für die gleichen Anstellwinkel und zusätzlich für $\alpha = 5.7^\circ$. Der erweiterte Anstellwinkelbereich war in den ASDMAD-1-Versuchen nach der Beschaffung der neuen Datenerfassungsanlage durch die RWTH möglich geworden, die nicht mehr den Speicherbeschränkungen der in den HIRENASD-Versuchen eingesetzten AMIS II Anlage des DLR unterlag.

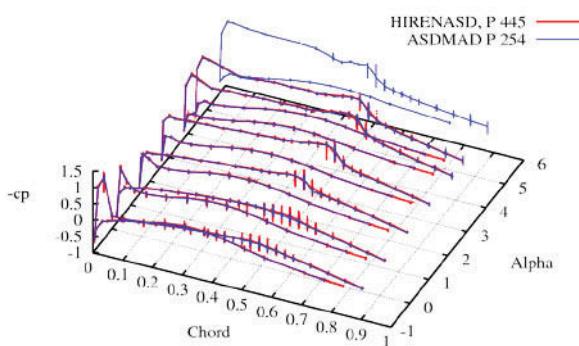


BILD 5. Vergleich der stationären Druckverteilungen im Schnitt 4 ($\eta=0.59$) aus je einem Versuch mit dem modifizierten HIRENASD-Modell mit großem Winglet und dem Original-HIRENASD-Modell, $Ma=0.80$, $Re=23.5 \cdot 10^6$, $q/E=0.34 \cdot 10^{-6}$, $\alpha=-1^\circ$ (vorn), 0.2° , 1.4° , 2.6° , 3.7° , 4.4° und 5.7°

Die durch Kurven dargestellten stationären Druckverteilungen wurden aus den Rohdaten durch gleitende Mittelwertbildung über etwa 0,15 bzw. 0,2 Sekunden gebildet, was den Tiefpassfilterungen entspricht, die im ETW bei der Aufzeichnung der Waagenkräfte während stationären Polaren durch ein elektronisches Bauteil realisiert werden. Die senkrechten Striche stellen die Schwankungsbreite der Rohdaten um die jeweils lokalen Mittelwerte dar. Stärkere Schwankungen erkennt man im Bereich des transsonischen Verdichtungsstoßes auf der Saugseite des Flügels, die sich bei kleineren Anstellwinkeln über einen größeren Tiefenbereich der Sehne erstrecken, wenn das lokale Überschallgebiet auf der Saugseite noch klein ist. Bei größeren Anstellwinkeln ist das Überschallgebiet größer und der abschließende Verdichtungsstoß stärker. Die Schwankungen sind dann im Stoßbereich durch Stoßoszillationen mit kleinen Amplituden verursacht. Hinter dem Stoß und bei kleineren Anstellwinkeln auch vor dem Stoß wurden stromauf laufende schwache bis starke Druckwellen beobachtet, die hauptsächlich für die genannten Druckschwankungen verantwortlich sind ([6], [12]).

BILD 6 zeigt, wiederum für einen ASDMAD-1 Versuch und einen HIRENASD Versuch, die bei resonanznaher Schwingungsanregung der zweiten Eigenform des Flügels entstehenden periodischen Schwankungen der Druckverteilung im Schnitt 4 getrennt nach Realteil (BILD 6 oben) und Imaginärteil (BILD 6 unten) für Anstellwinkel,

bei denen jeweils der Auftrieb Null ist. Die dargestellten Ergebnisse wurden gewonnen, indem von den Rohdaten der Mittelwert über die Versuchsdauer subtrahiert wurde und danach auf die instationären Daten eine diskrete Fourier-Transformation mit anschließender Rücktransformation in einem bestimmten Frequenzband angewandt wurde.

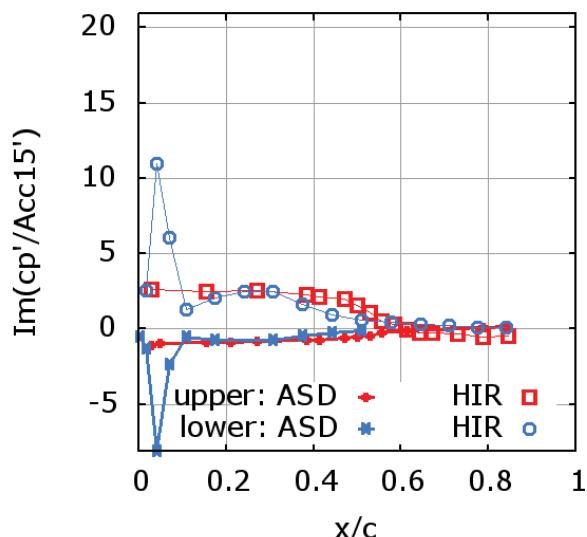
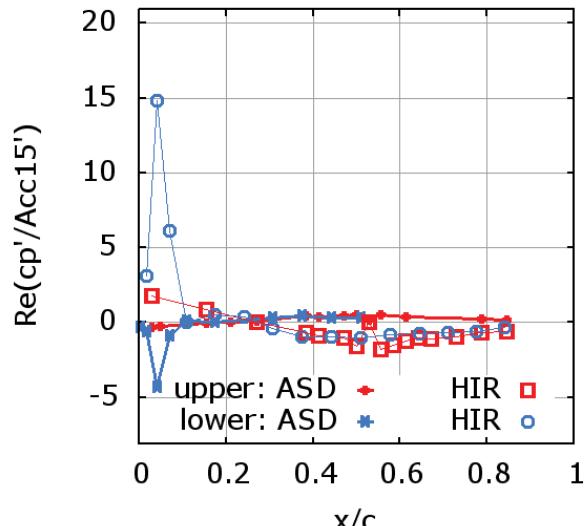


BILD 6. Vergleich der Realteile (oben) und Imaginärteile (unten) der bandgefilterten, instationären Druckverteilung im Schnitt 4 ($\eta=0.59$) aus je einem Versuch mit dem modifizierten HIRENASD-Modell mit großem Winglet und dem Original-HIRENASD-Modell, $Ma=0.80$, $Re=23.5 \cdot 10^6$, $q/E=0.34 \cdot 10^{-6}$, Anstellwinkel bei Nullauftrieb

Die dargestellten Kurven repräsentieren Ergebnisse, die durch Normierung mit den auf die gleiche Weise bandgefilterten Beschleunigungsdaten des spannweitig äußersten Beschleunigungsaufnehmers gewonnen wurden. Die Kurven aus dem ASDMAD-Versuch und dem entsprechenden HIRENASD-Versuch weisen ein gespiegeltes Ergebnis auf. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Schwingungsknotenlinie der zweiten Eigenform im ASDMAD-Versuch jenseits der spannweitigen Position

des Beschleunigungsaufnehmers verläuft und im HIRENASD-Versuch diesseits. Berücksichtigt man dieses, so kann bei der vorliegenden Kanalkondition für den Druckschnitt 4 eine nahe Verwandtschaft der Ergebnisse der ASDMAD-1 Versuche mit denjenigen der HIRENASD-Versuche sowohl stationär als auch instationär mit Schwingungsanregung festgestellt werden.

7. AUSBLICK AUF DAS WINGLET MIT STEUERFLÄCHE

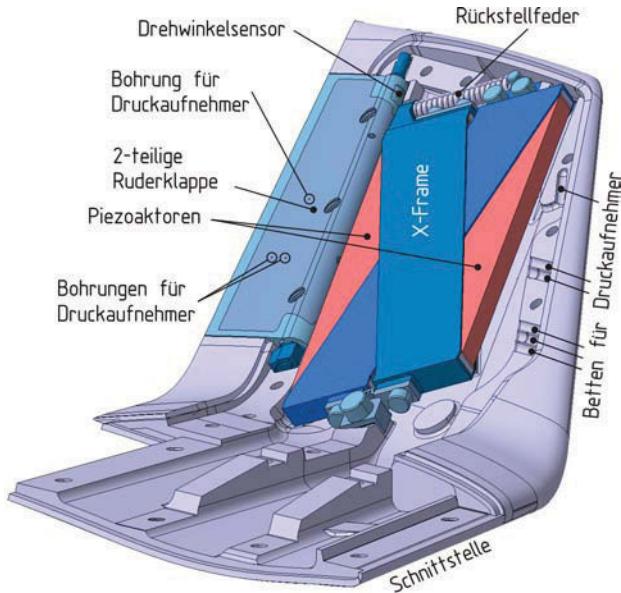


BILD 7. Winglet mit ACS

Im zweiten Teil des ASDMAD-Projektes wird das Winglet ohne ACS gegen eines mit ACS ausgetauscht. Für die ACS ist eine Oszillation mit 30Hz und einer Amplitude von $\pm 5^\circ$ gefordert. Zunächst wurden vier alternative Winglet-Außengeometrien mit Hilfe von CAGD (Computer Aided Geometric Design)-Techniken entworfen [9]. Die Konstruktion wurde dabei wie folgt vorgenommen: Das gekürzte HIRENASD-Flügelmodell wurde an der Flügelspitze in der von Vorder- und Hinterkante gebildeten Ebene durch vier alternative Winglet-Geometrien mit der Hinterkantenpfeilung des Flügels, aber unterschiedlichen Vorderkantenpfeilungen von 0° , 5° , 10° , 15° relativ zur bestehenden Rückwärtspfeilung von 34° der Vorderkante des originalen HIRENASD-Flügelmodells fortgesetzt (siehe BILD 13) und dann um eine in Hauptströmungsrichtung zeigende Achse um 40° hochgeklappt. Die Spannweite der HIRENASD-Flügelkonfiguration ist bei den so entstehenden Winglet-Varianten stets erhalten geblieben. Die Flügelmodifikationen mit diesen Winglet-Varianten wurden mit Hilfe der aerostrukturdynamischen Direktsimulation untersucht. Die Ergebnisse zeigten, dass sich für eine Zusatzvorderkantenpfeilung von 10° die Strömungsablösungen gegenüber weniger gepfeilten verringerten. Im Hinblick auf den Platzbedarf für den Antrieb der Wingletklappe sollte diese Pfeilung ein tragbarer Kompromiss sein. Zeitgleich fanden Bauraumstudien hinsichtlich des für den Antriebsmechanismus notwendigen Volumens statt. Dabei wurden unterschiedliche Antriebskonzepte untersucht: Zuerst wurden Hebel- und Hydraulikmechanismen in Erwägung gezogen (siehe BILD 8). Die Versuchsbedingungen mit Temperaturen bis -160°C und Absolutdrücken bis zu 4,5 bar schränken die Auswahl bezüglich der Antriebstechnik stark ein. Daher kamen als

Wandler zwischen elektrischer und mechanischer Energie nur Piezoelemente in Frage, die bei den kryogenen Temperaturen zwar Leistungseinbußen von mehr als 30% im Vergleich zu Raumtemperatur erleiden, aber funktionsfähig bleiben. Die wesentliche Herausforderung beim Einsatz von Piezos ist, dass sie die Arbeit in Form geringer Wege und hoher Kräfte abgeben.

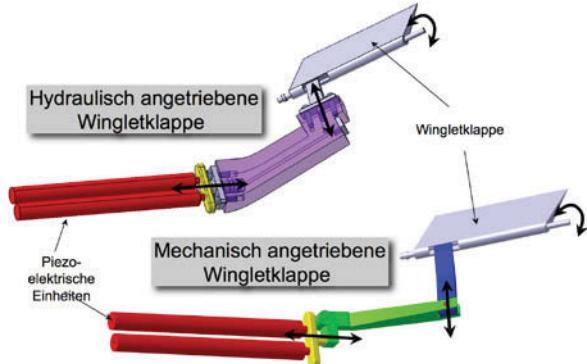


BILD 8. Alternative Antriebskonzepte für die Ruderklappe im Winglet mit ACS. Oben: hydraulische Übersetzung; unten: Hebelmechanik

Aus diesem Grund ist das wesentliche Problem der oben dargestellten Mechanismen, die vergleichsweise großen Elastizitäten der einzelnen Komponenten bzw. deren Schnittstellen (Lager, Kontaktflächen). Um diesen Einfluss gering zu halten, war es notwendig den Antriebsmechanismus nahe an der Ruderklappe zu positionieren und auf Gelenke zu verzichten. Daher wurde die gesamte Mechanik im Winglet untergebracht, wo der verfügbare Bauraum beschränkt ist. Insbesondere ist die mögliche Leistung der Piezos unmittelbar vom Volumen abhängig. Um diesen Bauraum effektiv auszunutzen muss die Mechanik möglichst klein sein. Dies führt, nach den allgemeinen Regeln des Leichtbaus dazu, dass die einzelnen Elemente möglichst nur auf Zug und Druck belastet werden sollten. Ein Konzept das diese Voraussetzung erfüllt, ist der sogenannte X-Frame [11]. Diese Mechanik kann die großen Kräfte und kleinen Wege im Bereich von 1:12 übersetzen und gleichzeitig nur die Antriebskraft in die Lagerung einleiten, d.h. die großen Kräfte sind nur innere Kräfte und werden als reine Zug-Druckkräfte im X-Frame getragen. Ein weiterer Vorteil ist, dass keine Gelenke notwendig sind. Dieses Konzept wurde den Rahmenbedingungen im Winglet in seinen Dimensionen und der erforderlichen Kombination aus Kraft und Weg am Ausgang angepasst. BILD 7 zeigt die konstruktive Umsetzung des X-Frame Konzeptes für diesen Anwendungsfall. Die wesentliche Herausforderung war, den X-Frame in die vorgegebene Außengeometrie zu integrieren. Die verfügbare Bauhöhe ist mit 7mm sehr gering. Um ausreichend Piezovolumen zu erreichen, musste ein breites und möglichst langes Design gewählt werden. Weiterhin ist die 2 teilig ausgeführte Ruderklappe mit den integrierten Drucksensoren zu erkennen. Weitere Drucksensoren sind in der Nasenkante eingelassen.

8. ZUSAMMENFASSUNG

Seit etwa 15 Jahren beschäftigen sich an der RWTH

Aachen eine Reihe von Instituten mit der theoretischen und experimentellen Untersuchung von aeroelastischen Problemen. Zuerst im Rahmen des SFB 401 „Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln“ und des daraus hervorgegangenen HIRENASD („High REynolds Number Aero-Structural Dynamics“) Forschungsprojektes. Die Komplexität der Untersuchungen nahm schrittweise zu und führte mit dem HIRENASD Flügelmodell zum ersten gezielt elastisch ausgelegtem Flügelmodell für Flugreynolds- und Flugmachzahlen. Dieses Modell wurde dann im Windkanal des ETW in Köln unter kryogenen Bedingungen getestet; dabei wurden Machzahlen zwischen 0.70 und 0.88, sowie Reynoldszahlen bis 71,5 Mio erreicht. Der verwendete Messaufbau bestand aus einer speziell entwickelten hochsteifen 6 Komponenten Piezowaage, einer aktiven Schwingungsanregung mittels Piezoaktoren und in das Flügelmodell integriert 22 Dehnungsmessstreifen, ca. 250 Druckaufnehmer in 7 Druckschnitten und 11 Beschleunigungssensoren. Zusätzlich wurde die globale Verformung mit einem optischen Verformungsmesssystem hochfrequent erfasst. Die durchgeführten Versuche lassen sich in einen stationären Teil, in dem die Polaren unter Berücksichtigung der statischen elastischen Verformung bestimmt werden, und einen instationären Teil trennen. Durch die Zwangsanregung des Flügelmodells in seinen Eigenfrequenzen konnten lokale Stöße induziert und vermessen werden. Dabei zeigten sich auch Druckwellen die über den Flügel laufen. Der Einfluss von Temperatur und Anströmung auf die modalen Parameter, insbesondere Eigenfrequenzen und Dämpfung, wurde ermittelt.

Im Rahmen des sich anschließenden ASDMAD Transferprojektes wurden, soweit bekannt, die aufwändigsten und wohl auch ersten Versuche mit einem elastischen Flügelmodell mit Winglet in einem kryogenen Windkanal durchgeführt. Die neu beschaffte, dem speziellen Anforderungsprofil angepasste Datenerfassungsanlage kann die über 300 Messsignale zeitsynchron mit 20kHz kontinuierlich aufzeichnen. In Verbindung mit der Versuchsablaufsteuerung ist so eine sehr wirtschaftliche Durchführung von Versuchen in teuren Windkanälen wie dem ETW möglich. Die Versuchszeit konnte im Vergleich zum HIRENASD Forschungsprojekt signifikant gesenkt werden. Weiterhin wurden das HIRENASD Flügelmodell durch entfernen des planaren Randbogens und Schaffung einer Schnittstelle zu den Winglets modifiziert. Für diese Modifikation wurden die notwendigen statischen und dynamischen Festigkeitsnachweise erbracht. Die nächste Herausforderung liegt in der lokalen Integration eines Antriebs in das Winglet mit Steuerklappe. Dieser erlaubt es auch die Steuerklappe mit bis zu 30Hz zur Beeinflussung der 1. Biegeingenform oszillieren zu lassen. Aufgrund der kryogenen Umweltbedingungen und des sehr geringen Platzangebotes ist die Umsetzung anspruchsvoll.

9. ANMERKUNGEN

Dieses Projekt wird von der DFG gefördert und wird in Zusammenarbeit mit Airbus Operations GmbH durchgeführt.

10. LITERATUR

- [1] Ballmann, J. et al.: The HIRENASD Elastic Wing Model and Aeroelastic Test Program in the European Transonic Wind Tunnel (ETW),.. DGLR-2005-264, präsentiert auf der DGLR-Jahrestagung, Friedrichshafen, 2005
- [2] Ballmann, J., Dafnis, A., Braun, C., Korsch, H., Reimerdes, H.-G., Olivier, H.: The HIRENASD-Project: High Reynolds Number Aerostructural Dynamics Experiments in the European Transonic Wind Tunnel (ETW),.. Paper-No. 2006-5.11.2, Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) Congress, Hamburg, 2006
- [3] Korsch, H., Dafnis, A., Reimerdes, H.-G., Braun, C., Ballmann, J.: Dynamic Qualification of the HIRENASD Elastic Wing Model, DGLR-2006-045, präsentiert auf der DGLR-Jahrestagung, Braunschweig, 2006
- [4] Dafnis, A., Korsch, H., Buxel, C., Reimerdes, H.-G., Braun, C., Ballmann, J.: Dynamic Response of the HIRENASD Elastic Wing Model under Wind-off and Wind-on Conditions, Paper-No. IF-073, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Stockholm, 2007
- [5] Ballmann, J., Dafnis, A., Brakhage, K.-H., Braun, C., Baars, A., Korsch, H., Buxel, C., Reimerdes, H.-G., Olivier, H.: Transonic High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics Experiments in the European Transonic Windtunnel, Paper-No. IF-061, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Stockholm, 2007
- [6] Ballmann, J., Dafnis, A., Korsch, H., Buxel, C., Reimerdes, H.-G., Brakhage, K.-H., Olivier, H., Braun, C., Baars, A., Bouke, A.: Experimental Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics in ETW, AIAA Paper 2008-841, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7. – 10. Jan 2008, Reno
- [7] Ballmann, J., Dafnis, A., Challenges of Nonsmooth Mechanics in Aero-Structural Dynamics, in C. C. Baniotopoulos (ed.), Nonsmooth 7 Nonconvex Mechanics with Applications in Engineering, II. NNMAE 2006, Proc. Int. Conf. Tessaloniki, pp. 307-314, 06.-08. Jul. 2006
- [8] Reimer, L.; Braun, C.; Wellmer, G.; Behr, M.; and Ballmann, J.: Development of a modular method for computational aero-structural analysis of aircraft. In: Schröder, W. (Ed.): Summary of flow modulation and fluid-structure interaction findings – Results of the collaborative research center SFB 401 at the RWTH Aachen University, 1997-2008, Springer, to be published.
- [9] Brakhage, K.-H.: Generating Airplane Wings for Numerical Simulation and Manufacturing, Proceedings of the 9th International Conference on Numerical Grid Generation, San Jose, 2005
- [10] Gerhold, T.: Overview of the hybrid RANS code TAU.MEGAFLOW – Numerical flow simulation for aircraft design. In: N. Kroll and J. Fassbender (Eds.): Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design, Vol. 89, Springer, Berlin, Heidelberg, 2005, pp. 81-92.
- [11] Prechtel, E. F.; Hall, S. R.: Design of a high efficiency, large stroke, electromechanical actuator, Smart Materials and Structures Vol. 8, 1999, pp. 13-30.
- [12] Ballmann, J.; Dafnis, A.; et al Aero-structural Dynamics Experiments at High Reynolds Numbers in W. Schröder (Ed.): Flow Modulation & Fluid-Structure Interaction, NFM 109, pp. 389–424.

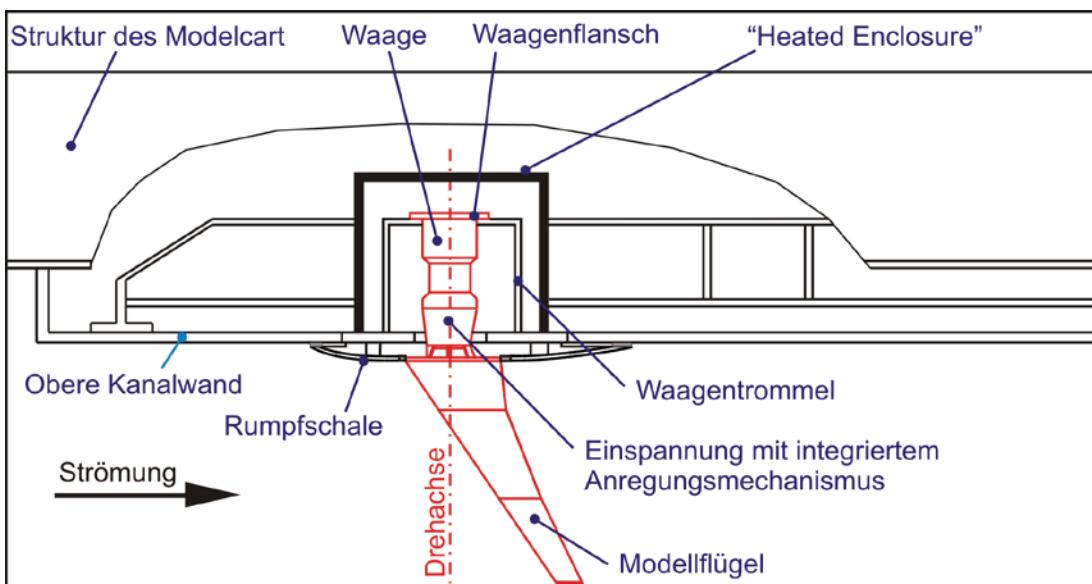


BILD 9. Übersicht des Versuchsaufbaus im ETW Model-Cart

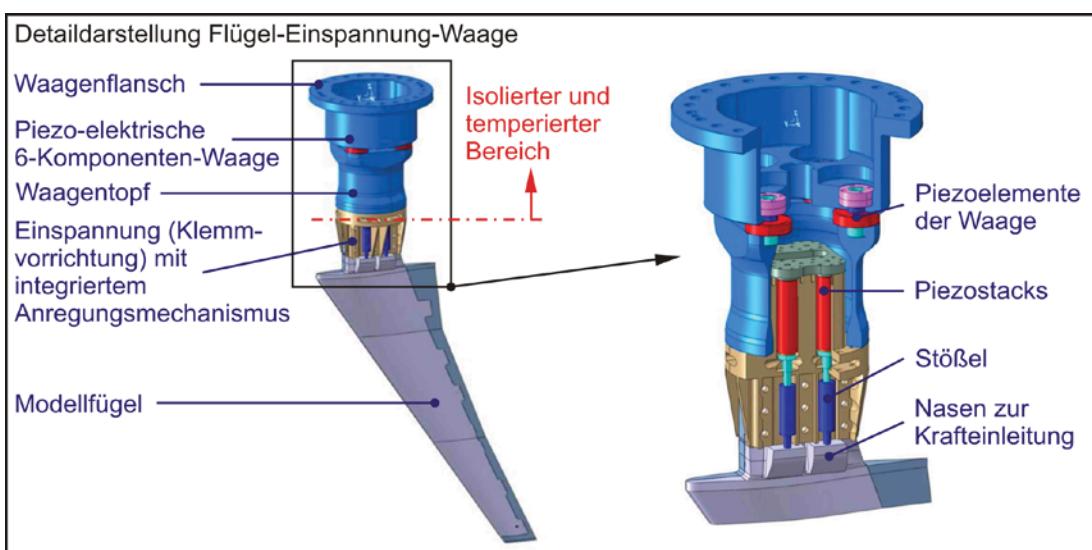


BILD 10. Detaillierte Ansicht des Versuchsaufbaus und des Anregungsmechanismus

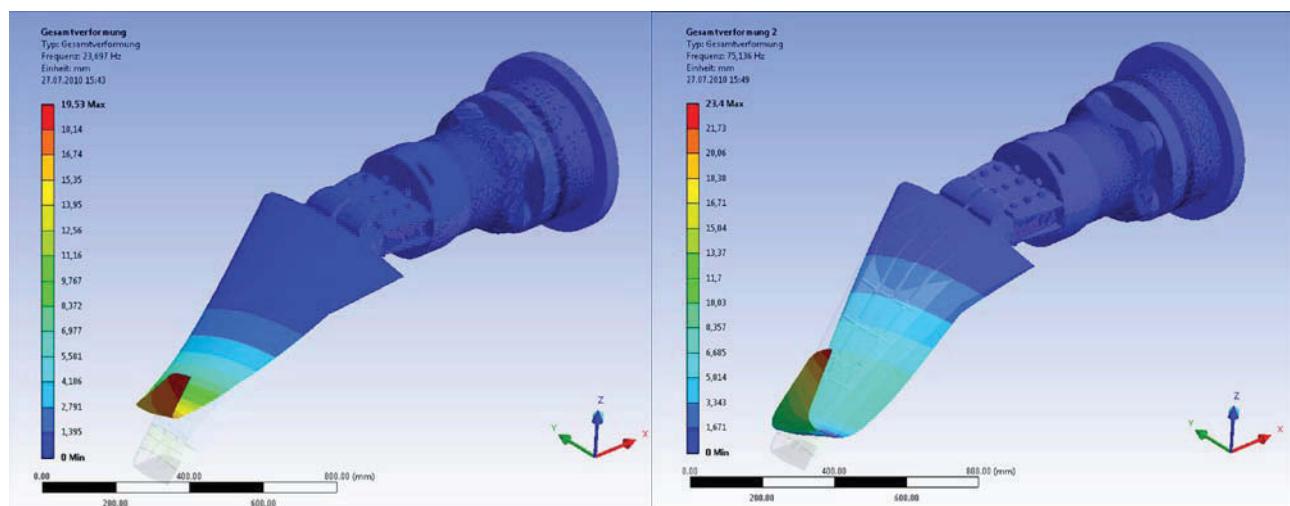


BILD 11. Simulationsergebnisse der Eigenformen und –frequenzen des Flügelmodells ohne ACS. Links: 1. Biegung und rechts 2. Biegung

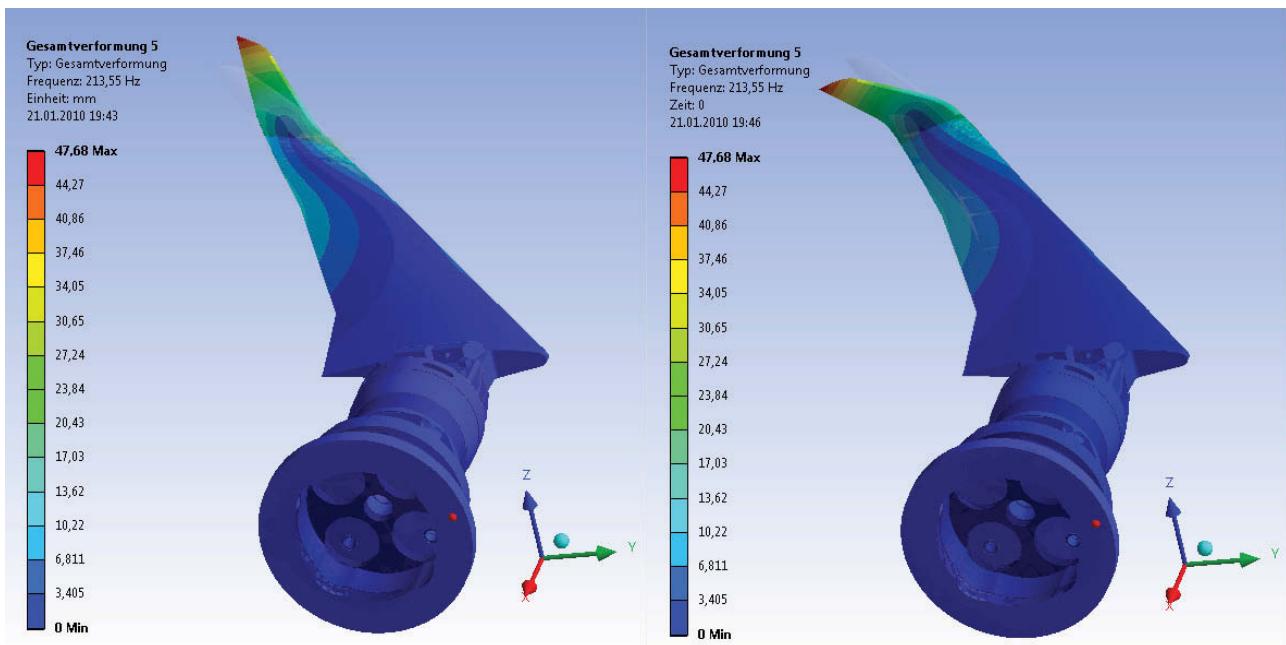


BILD 12. Lokale Winglet-Torsion bei 213,55 Hz (links: Extremlage des Winglets zur Vorderkante; rechts Extremlage zur Hinterkante)

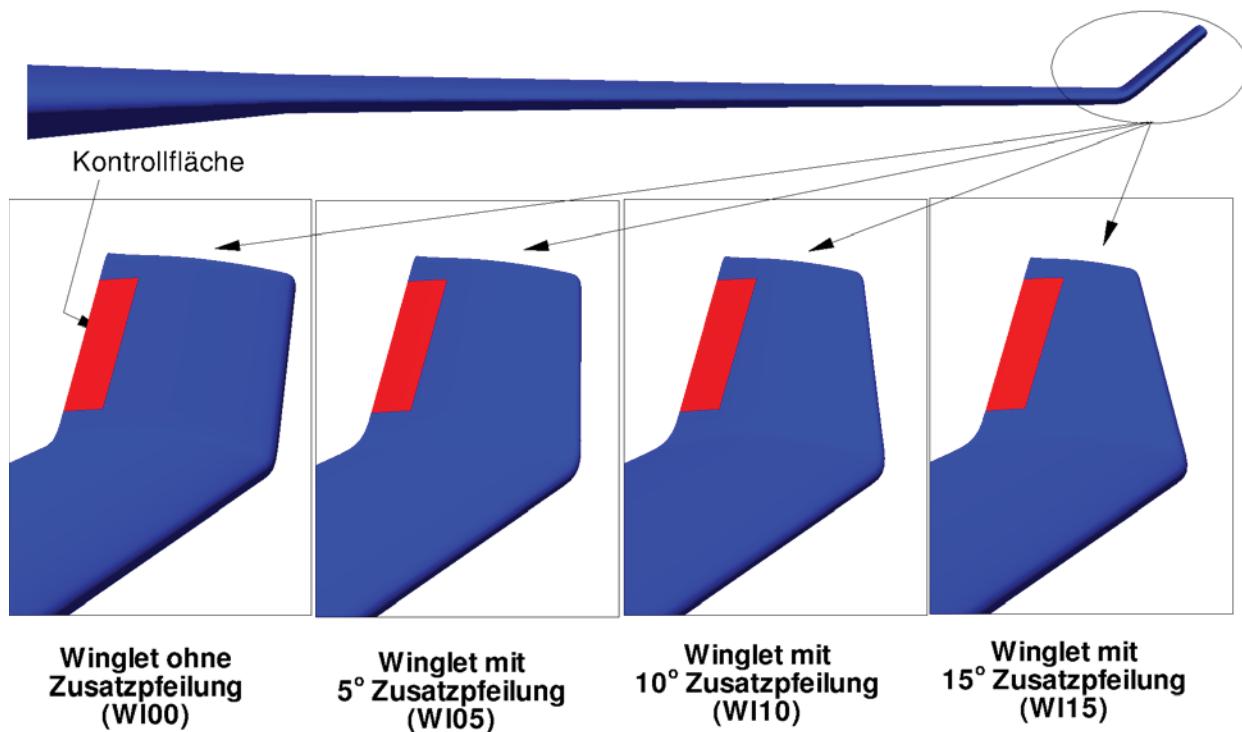


BILD 13. Untersuchte alternative Gestaltungen des Winglets mit ACS.